Journal of Acoustical Engineering Society of Iran, Vol. 11, No. 2, 2024

(Research Article)

Experimental investigation of the performance of pressure fluctuations probe

A Afshari[1], M. Sedighi[1], D. Moosavian*[1]
[1] Department of Aerospace Engineering, Shahid Sattari Aeronautical University of Science and Technology

Revised: 2024/01/21, Accepted: 2024/06/04

Abstract

In aeroacoustics design, measuring pressure fluctuations as the main source of noise created during flight, is very important. For this purpose, a condenser-microphone connected to a tube is usually used. In this method, instead of placing the pressure sensor directly in the flow, the sensor is installed at the end of the tube and communicates with the flow through the tube. However, the use of the tube can lead to the occurrence of resonance and harmonics in the frequency-space. In the present study, the sensitivity of the frequency-response of the pressure fluctuations probe to its geometrical parameters has been investigated experimentally. The results showed that with increasing tube's length, the resonance frequency shifted to lower frequencies and the number of harmonics and the phase's slope increased. In addition, while increasing the tube's internal diameter does not have a significant effect on the phase of the transfer function, it leads to an increase in its amplitude, resonance frequency, and its harmonics. Finally, by measuring the pressure fluctuations in several standard flows, including the turbulent-flow on a flat-plate, the flow downstream of the wind-tunnel exit jet, and the flow downstream of a circular-cylinder, the accuracy of the designed probe has been ensured.

Keywords: Probe, experimental measurement, pressure fluctuations, resonant frequency.

pp. 90-104 (in persian)

* Corresponding author E-mail:Davood.moosavian@gmail.com

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

مقاله پژوهشی

مجله انجمن مهندسی صوتیات ایران

سال: ۱۴۰۲، دوره: ۱۱، شماره ۲، صفحات: ۹۰-۱۰۴

بررسی تجربی عملکرد کاوشگر نوسانات فشار

عباس افشاری[۱]، محمد صدیقی[۱]، سید داود موسویان*[۱]

۱ دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری

دریافت: ۱۴۰۲/۱۱/۰۱، پذیرش: ۱۴۰۳/۰۳/۱۵

چکیده

در طراحی هواصوتیّات، اندازه‌گیری نوسانات فشار به عنوان منبع اصلی نوفه‌های ایجادشده در حین پرواز، اهمیت بالایی دارد. بدین منظور به طور معمول از یک گیرنده کندانسوری متصل به یک لوله استفاده می‌گردد. در این روش به جای قرارگرفتن مستقیم حسگر فشار در جریان، حسگر در انتهای لوله نصب و از طریق لوله با جریان ارتباط می‌یابد. با این وجود استفاده از لوله می‌تواند منجر به رخ دادن پدیده تشدید و ایجاد هم‌سازهایی در فضای بسامدی شود. در مطالعه حاضر، حساسیت پاسخ بسامدی کاوشگر اندازه‌گیری نوسانات فشار نسبت به شبه‌سنج‌های هندسی آن به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفته‌است. نتایج نشان داد که با افزایش طول لوله، بسامد تشدید به بسامدهای پایین‌تر منتقل شده، تعداد هم‌سازها افزایش یافته و شیب نمودار تغییرات فاز افزایش یافته‌است. بعلاوه، در حالی که افزایش قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر تأثیر چشمگیری روی فاز تابع انتقال ندارد، منجر به افزایش دامنه، بسامد تشدید و هم‌سازهای آن می‌شود. در نهایت با اندازه‌گیری نوسانات فشار در چندین جریان استاندارد شامل جریان آشفته روی یک صفحه تخت، جریان در پایین دست جت خروجی تونل باد و جریان در پایین دست یک سیلندر دایره‌ای، از صحت عملکرد کاوشگر طراحی شده اطمینان حاصل شده‌است.

کلیدواژه‌ها: کاوشگر، اندازه‌گیری تجربی، نوسانات فشار، بسامد تشدید.

۱. مقدمه

در طول دهه‌های گذشته، درک، پیش‌بینی و کنترل شبه‌سنج‌های جریان مانند دما، سرعت، فشار و ... همواره یکی از اهداف تحقیقاتی چالش برانگیز در علم مکانیک سیالات و آیرودینامیک بوده‌است. در این زمینه محققان در کنار توسعه روش‌های عددی، همواره به دنبال طراحی و ساخت ابزار و وسائل سنجش بودند تا بتوانند شبه‌سنج[۱]های جریان را با دقت بالایی ارزیابی نموده و با درک بهتر و دقیق‌تر از آن‌ها در زمینه طراحی ماشین‌آلات و دستگاه‌های مرتبط با علم سیالات و آیرودینامیک عملکرد بهتری ارائه نمایند.

در طراح هواصوتیّات[۲] انواع پرنده‌ها، بدست آوردن نوسانات فشار به عنوان منبع اصلی نوفه‌های ایجادشده در حین پرواز، اهمیت بالایی دارد. در حال حاضر تعدادی از روش‌های عددی مانند روش شبیه سازی عددی مستقیم[۳] و روش شبیه‌سازی ادی‌های بزرگ[۴]، برای یافتن نوسانات فشار در جریان‌های آشفته مورد استفاده قرار گرفته‌است. بالا بودن هزینه محاسباتی و همچنین وسیع بودن حوزه بسامدی جریان‌های آشفته، محاسبه نوسانات فشار با استفاده از شبیه‌سازی عددی مستقیم را به جریان‌های با رینولدز پایین محدود نموده‌است. از طرفی لازمه اندازه‌گیری تجربی نوسانات فشار (در داخل جریان و یا روی سطح مدل)، استفاده از کاوشگری است که دارای ابعاد کوچکی بوده و بازه بسامدی بالایی را در برگیرد. بدین منظور به طور معمول از یک گیرنده[۵] کندانسوری[۶] متصل به یک لوله استفاده می‌گردد. در این روش به جای قرارگرفتن مستقیم حسگر فشار در جریان، حسگر در انتهای لوله نصب و از طریق لوله با جریان ارتباط می‌یابد. نوسانات فشار در داخل لوله به صورت امواج صوتی حرکت کرده و در هنگام رسیدن به حسگر فشار (واقع در انتهای لوله) اندازه‌گیری می‌شوند. از

* نویسنده پاسخگو: Davood.moosavian@gmail.com

[1] Parameter
[2] Aeroacoustics
[3] Viscous attenuation
[4] Direct numerical simulation
[5] Microphone
[6] Condenser

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

مزایای استفاده از چنین کاوشگری به جای نصب مستقیم حسگر در جریان، حذف محدودیت‌هایی مانند ایجاد اغتشاش در جریان، عدم توانایی نصب حسگر روی سطوح انحنادار و نازک مثل لبه فرار ایرفویل[7] و استفاده در دماهای بالا، لرزش‌های شدید و محیط‌های شیمیایی است. با این وجود استفاده از لوله می‌تواند منجر به رخ دادن پدیده تشدید و ایجاد هم‌سازهایی در فضای بسامدی شود. بنابراین لازم است در کنار توجه به کوچک بودن ابعاد کاوشگر، کلیه ملاحظات مربوط به طراحی هندسه کاوشگر مانند طول و قطر لوله مد نظر قرار گیرد.

این روش به صورت تحلیلی و تجربی توسط محققین مختلف مورد ارزیابی قرار گرفته‌است [۱, ۲]. نتایج آن‌ها کارایی روش مذکور را تنها برای طول لوله بسیار کوچک و بسامدهای پایین تائید نمود. چرا که امواج فشاری منتشرشده در طول لوله با امواج منعکس‌شده از سطح حسگر[8] تداخل نموده و با وقوع تشدید و در نتیجه تقویت برخی از بسامدها، باعث ایجاد انحراف زیادی در پاسخ دینامیکی سامانه[9] مخصوصاً در بسامدهای بالا می‌گردد. از طرفی علاوه بر پدیده تشدید، تضعیف لزجی[10] منجر به تغییر دامنه نوسانات ناپایای فشار قبل از رسیدن به میکروفن می‌گردد.

فوکس[۳] منابع احتمالی خطا در اندازه‌گیری نوسانات فشار با استفاده از لوله را ارائه کرده و جورج و همکاران [۴] نیز در این زمینه موارد زیر را به طور خلاصه عنوان نمودند:

- آلودگی صوتی ناشی از منابع خارجی
- صدای ناشی از جریان روی بدنه آیرودینامیکی لوله
- ارتعاشات کاوشگر ناشی از جریان
- خطای تفکیک[11] به دلیل میانگین گرفتن از سطح کاوشگر
- خطای ناشی از نوسانات جریان‌های عرضی
- پاسخ کاوشگر به نوسانات سرعت محوری

تلاش برای اندازه‌گیری نوسانات فشار ابتدا توسط رز[۵, ۶] انجام شد. کوباشی [۷] و کوباشی و همکاران او [۸] ابتدا اندازه‌گیری همزمان سرعت و فشار نوسانی را با استفاده از یک کاوشگر فشار استاتیک با گیرنده کندانسور انجام دادند و سهم ترم انتشار فشار را در جریان دنباله یک استوانه دایره‌ای ارزیابی نمودند. استراسبرگ [۹] و استراسبرگ و کوپر [۱۰] اندازه‌گیری فشار نوسانی توسط یک کاوشگر که به جای حفره دارای یک شکاف حلقوی در پشت دماغه بود، گزارش کردند. سامی و همکاران [۱۱] کاوشگر رز را بهبود بخشیدند و از یک لوله سرامیکی پیزوالکتریک استفاده کردند. علاوه بر این، سامی با اعمال تغییرات جزئی و برداشتن نوک کاوشگر فشار استاتیک خود سعی کرد فشار کل نوسانی را نیز اندازه‌گیری نماید.

سیدون [۱۲] از یک کاوشگر فشار استاتیک ویژه استفاده کرد و اثر آشفتگی را بررسی نمود. بر اساس طرح موفق او، فوکس [۳,۱۳] و میشالکه و فوکس [۱۴] از یک گیرنده خازنی استفاده کردند. آرندت و نیلسن [۱۵]، آرندت و همکاران [۱۶] و جورج و همکاران[۴] از انواع مشابهی از کاوشگرهای فشار استاتیک مانند سیدون [۱۲] استفاده کردند.

اسپنسر [۱۷]، اسپنسر و جونز [۱۸] و پلانچون و جونز [۱۹] یک کاوشگر فشار استاتیکی نوسانی از نوع تداخل امواج طراحی کردند که در واقع سرعت جریان را در یک لوله نازک با استفاده از یک حسگر سیم داغ اندازه‌گیری می‌کرد و فشار از نرخ جریان حجمی متناسب با سرعت در لوله، محاسبه می‌شد. مزیت این کاوشگر در تفکیک فضایی[12] بهتر آن بود اما حساسیت نسبتاً محدودی داشت. با استفاده از این نوع کاوشگر فشار نوسانی، جیووانانجلی [۲۰] و ناصری و نیتچه [۲۱] کاوشگرهایی را برای اندازه‌گیری غیرمستقیم نوسانات فشار طراحی کردند که در آن فشار استاتیک از فشار کل و دینامیک محاسبه می‌شد.

کاوشگر فشار نوسانی نوع دیسکی، که دارای حساسیت همه جانبه دوبعدی بود، برای اندازه‌گیری فشار نوسانی برخی جریان‌ها به عنوان مثال جریان‌های اتمسفر، طراحی شد. یک کاوشگر تک دیسکی توسط الیوت [۲۲]، یک کاوشگر دو دیسکی توسط میکساد [۲۳] و یک کاوشگر چهار دیسکی توسط نیشیاما و بدارد [۲۴] طراحی شدند. با این وجود این کاوشگرها پاسخ زاویه انحراف ضعیفی داشتند.

گوو و وود [۲۵] از یک کاوشگر مار کبرا[13] تجاری که در دسترس بود، استفاده کردند و اندازه‌گیری همزمان سرعت و

[7] Airfoil
[8] Sensor
[9] System
[10] Large eddy simulation
[11] Resolution error
[12] spatial resolution
[13] Cobra probe

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

فشار را انجام دادند و گزارش کردند که همبستگی[14] سرعت و فشار ضعیف اندازه‌گیری شده‌است. جوهانسون و ردینیوتیس [۲۶] یک کاوشگر فشار چند سوراخه با استفاده از فناوری سامانه‌های میکرو الکترومکانیکی[15] طراحی کردند که با مبدل های فشار مینیاتوری معمولی ترکیب و کالیبراسیون آن بصورت دینامیکی انجام می‌شود.

بر اساس کارهای انجام شده توسط کوباشی [۷]، شیراهما و تویودا [۲۷] و تویودا و همکاران [۲۸] از اصول یکسانی برای اندازه‌گیری نوسانات فشار استاتیک استفاده کردند، اما از تکنیک‌های پیشرفته تولید بهره بردند. کاوشگر آن‌ها به طور قابل توجهی کوچکتر و دارای یک نوک تیز برای به حداقل رساندن اختلال در جریان بود. آن‌ها با طراحی این کاوشگر نتایج دقیقی به دست آوردند و امکان اندازه‌گیری همزمان سرعت و فشار را بررسی نمودند. این طرح موفق مبنایی برای سایر محققان در طراحی کاوشگرهای نوسانات فشار استاتیک شد.

آیدا و همکاران [۲۹] با استفاده از کاوشگر نوسانات فشار منبع صدای آیرودینامیکی را در دنباله یک استوانه دایره‌ای بررسی نمودند. تسوجی و ایشیهارا [۳۰] طیف فشار و تابع چگالی احتمال[16] را در یک جت آشفته اندازه‌گیری کردند. تسوجی و همکاران [۳۱] همچنین شبه‌سنج‌های مقیاس نوسانات فشار و همبستگی سرعت- فشار را در یک لایه مرزی آشفته ارزیابی کردند. ساکائی و همکاران [۳۲] این تکنیک را برای یک جت مستطیلی به کار بردند.

تسوجی و ایشیهارا [۳۰] و تسوجی و همکاران [۳۱] علاوه بر یک گیرنده کندانسوری از یک مبدل فشار پیزو مقاومتی مینیاتوری استفاده کردند. گیرنده استفاده شده نوسانات کم‌تر از ۲۰ هرتز را احساس نمی‌کرد، اما می‌توانست دامنه کوچک نوسانات فشار را تشخیص دهد. از سوی دیگر، مبدل پاسخ بسامدی مناسبی داشته اما قادر نبود اغتشاشات کوچک (معمولاً کم‌تر از ۱۰ پاسکال) را تشخیص دهد. پاسخ بسامدی مسطح، حساسیت بالا و نسبت سیگنال به نویز بالا برای ثبت نوسانات فشار با دامنه دینامیکی و بسامدی گسترده بسیار مهم هستند. تسوجی و ایشیهارا [۳۰] یک تکنیک پس پردازش[17] را برای جبران پاسخ بسامد غیر مسطح (دامنه و فاز) نوسانات فشار داخل کاوشگر، معرفی کردند.

رنگ حساس به فشار[18] به عنوان یک تکنیک نسبتاً جدیدتر برای تصویربرداری سطحی از توزیع فشار رایج شد که در این زمینه تروپیا[19] و همکاران [۳۳] تحقیقاتی داشته اند. رنگ حساس به فشار برای بدست آوردن توزیع فشار پایای سطح کارایی بالایی دارد. با این حال، برای ثبت اختلالات کوچک و سریع نوسانات فشار در حال توسعه است. این روش بیش‌تر در جریان‌های با سرعت بالا (جریان‌های تراکم پذیر) کاربرد دارد و برای اندازه‌گیری فشار نوسانی در جریان‌های برشی آزاد آشفته استفاده نمی‌شود.

وینگ و همکاران [۳۴] عملکرد حسگر فشار پیزوالکتریک ممز[20] را برای دو حالت مختلف نصب، در زیر آب بررسی نمودند. نتایج آن‌ها بیانگر عملکرد مطلوب این حسگر در اندازه‌گیری نوسانات فشار در بازه وسیعی از بسامد بود.

لی و همکاران [۳۵] نیز با اندازه‌گیری نوسانات فشار استاتیکی و سرعت درون جریان به صورت تجربی به بررسی رابطه بین فشار و سرعت جریان در یک جت متقارن محوری زیر صوت پرداختند. آن‌ها برای اندازه‌گیری نوسانات سرعت از سیم داغ و برای اندازه‌گیری نوسانات فشار استاتیک از یک گیرنده کوچک مجهز به دماغه مخروطی استفاده نمودند.

جهت تصحیح خطای ناشی از پدیده تشدید و تضعیف لزجی باید پاسخ دینامیکی سامانه به درستی تعیین شود [۳۶]. برای این کار از هر دو روش تحلیلی و تجربی استفاده می‌گردد. روش‌های تحلیلی بیش‌تر در مرحله طراحی یک حسگر ناپایای فشار و رسیدن به پاسخ دینامیکی مطلوب مورد استفاده قرار می‌گیرد. با این حال در عمل به خاطر مشکلات ساخت مانند زدگی‌ها، عدم تقارن لوله‌ها و غیره، نمودار پاسخ دینامیکی سامانه در دو حالت تحلیلی و تجربی به صورت کامل بر هم منطبق نخواهند بود. بنابراین نیاز به تعیین پاسخ دینامیکی دقیق سامانه از طریق روش کالیبراسیون تجربی است. بدست آوردن نتایج خوب از حسگر ناپایای فشار به شدت وابسته به تعیین دقیق پاسخ دینامیکی و طراحی مناسب شبه‌سنج‌های مختلف سامانه است.

[14] Correlation
[15] MEMS
[16] probability density function (PDF)
[17] post-processing
[18] Pressure Sensitive Paint
[19] Tropea
[20] MEMS; Miniature Micro-electromechanical Systems

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

چنانچه ذکر شد در طول سال‌های گذشته در تحقیقات مختلف از این روش جهت اندازه‌گیری نوسانات فشار ناپایا استفاده شده‌است. با این وجود جزئیات تاثیر شبه‌سنج‌های مختلف هندسی حسگر روی پاسخ دینامیکی سامانه کم‌تر مورد ارزیابی قرار گرفته‌است. در مطالعه حاضر اثر شبه‌سنج‌های هندسی مختلف حسگر روی پاسخ دینامیکی آن از طریق کالیبراسیون تجربی موررد ارزیابی قرار گرفته و با توجه به نتایج بدست آمده یک حسگر ناپایای فشار ساخته شده‌است. در نهایت عملکرد حسگر ساخته‌شده با اندازه‌گیری نوسانات فشار در جریان‌های استاندارد مختلف بررسی و تایید شده‌است. در مطالعه حاضر از گیرنده‌های اِف‌جی-۲۳۳۲۹-پی۰۷[21] به عنوان حسگر فشار استفاده شده‌است. لازم به ذکر است که ایجاد مکانیزم اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار با استفاده از چنین گیرنده‌های کوچکی که شامل طراحی و ساخت منبع تغذیه، حذف نویزهای الکترونیکی، تطابق دادن گیرنده‌ها با سامانه تحلیل و پردازش سیگنال موجود، نوشتن کدهای کالیبراسیون و داده‌برداری و آنالیز داده‌ها است در طی این مطالعه انجام گرفته‌است.

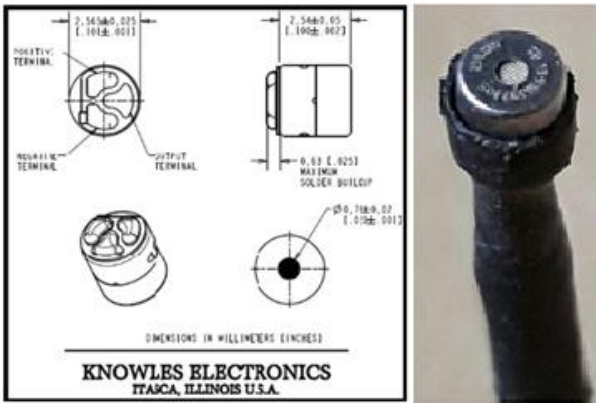
۲. مواد و روش‌ها

۲-۱. تونل باد

کلیه آزمایش‌ها در تونل باد مادون صوت مدار بسته دانشگاه هوایی شهید ستاری با مقطع آزمون باز دایره‌ای با قطر دهانه خروجی ۵۰ سانتی‌متر، قطر دهانه ورودی ۵۸ سانتی‌متر، طول مقطع آزمون ۸۰ سانتی‌متر و حداکثر سرعت ۵۰ متر بر ثانیه، صورت گرفته‌است. نسبت انسداد تونل در تمامی آزمایش‌ها کم‌تر از ۵ درصد بوده و بنابراین خطای ناشی از انسداد تونل روی مقادیر اندازه‌گیری شده ناچیز است. شدت توربولانس تونل استفاده شده نیز در سرعت ۳۰ m/s، کم‌تر از ۰٫۳ درصد است.

۲-۲. حسگر نوسانات فشار

در طراحی کاوشگر نوسانات فشار معمولا از یک گیرنده به عنوان حسگر فشار ناپایا استفاده می‌شود. در انتخاب گیرنده علاوه بر ابعاد هندسی و قطر ناحیه حسگر صدا، حساسیت، دقت و بازه بسامدی آن با توجه به مشخصات ارائه شده از طرف کارخانه سازنده باید مدنظر قرار گیرد. در مطالعه حاضر به منظور اندازه‌گیری نوسانات ناپایای فشار، گیرنده‌های کوچک اِف‌جی-۲۳۳۲۹-پی۰۷ در نظر گرفته شده‌است. این گیرنده‌ها دارای قطر و ارتفاع ۲٫۵ میلی‌متر بوده و قطر ناحیه حسگر[22] صدا، ۰٫۸میلی‌متر است. کارایی عالی گیرنده‌های انتخاب شده برای اندازه‌گیری نوسانات فشار در مطالعات انجام شده قبلی به اثبات رسیده‌است [۳۷-۴۰]. نمایی از گیرنده‌های استفاده شده به همراه ابعاد هندسی آن در شکل ۱ نشان داده شده‌است.

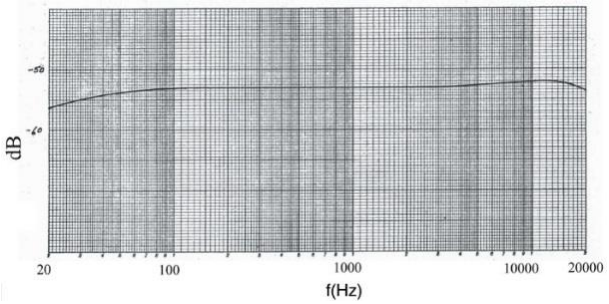


شکل ۱ گیرنده‌های کوچک اِف‌جی-۲۳۳۲۹-پی۰۷.

بازه دینامیکی گیرنده‌های مذکور برابر با ۱۲۴-۲۷ dB(A) بوده و ضریب حساسیتی در حدود ۲۲٫۴ میلی ولت بر پاسکال دارند. طبق اطلاعات کارخانه سازنده ضریب حساسیت گیرنده‌های اِف‌جی[23] می‌تواند در بازه ۳۱٫۶-۱۶ میلی ولت بر پاسکال تغییر نماید. این تغییرات بواسطه عدم قطعیت در پروسه ساخت این گیرنده‌هاست. منحنی پاسخ دینامیکی یک نمونه از این گیرنده در شکل ۲ نشان داده شده‌است. با توجه به شکل مشخص است که این گیرنده‌ها دارای پاسخ بسامدی همواری روی بازه بسامدی بین حدود ۵۰ هرتز تا ۱۵ کیلو هرتز هستند.

[21] FG-23329-P07
[22] Sensing area
[23] FG

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]



شکل ۲ منحنی پاسخ دینامیکی گیرنده اِفجی-۲۳۳۲۹-پی۰۷، ارائه شده توسط کارخانه سازنده.

از آنجایی که گیرنده‌های مذکور از نوع قطبش‌گری خارجی[۲۴] می‌باشند، جهت راه اندازی نیازمند یک منبع تغذیه خارجی هستند. برای این منظور در مطالعه حاضر با توجه به ولتاژ ورودی و خروجی مورد نیاز گیرنده‌ها، برد الکترونیکی مورد نیاز طراحی و یک منبع تغذیه خارجی ۱۶ کاناله با نویز داخلی پایین ساخته شد. همچنین به منظور ایجاد نوفه سفید و انجام فرایند کالیبراسیون از اسقلّه‌ر با کیفیت اِن‌ایی‌اِس۲-۱۰ اِم‌کا۳[۲۵] استفاده شده‌است. این اسقلّه‌ر دارای پاسخ بسامدی هموار روی بازه بسامدی بین ۵۰ هرتز تا حدود ۵ کیلو هرتز می‌باشد.

۲-۳. مشخصات هندسی لوله کاوشگر

همانطور که در بخش مقدمه بیان شد محل حفره‌ها در لوله‌ی کاوشگر با توجه به نوع کاوشگر مد نظر (نوسانات فشار کل یا استاتیک) تعیین می‌گردد. همچنین با توجه به نوع کاربری و محل استفاده از آن می‌توان تغییراتی از نظر انحناء و خمیدگی روی آن اعمال نمود. در مطالعه حاضر با توجه به اینکه ساخت کاوشگر نوسانات فشار کل مدنظر بوده، سوراخ سر لوله به عنوان حفره کاوشگر در نظر گرفته شده‌است. همچنین لوله بصورت صاف و بدون انحناء در نظر گرفته شد. بعلاوه به منظور بررسی اثر طول و قطر داخلی لوله در عملکرد کلی کاوشگر، با توجه به بازه طول و قطر طراحی شده در مطالعات گذشته [۴۵-۴۱]، لوله‌هایی در بازه‌ی طولی ۴۰ تا ۸۸ میلیمتر و قطر داخلی ۰٫۲ تا ۱٫۱ میلیمتر ساخته شده و سپس در مرحله کالیبراسیون، حساسیت کاوشگر به ابعاد هندسی لوله بررسی و در نهایت با توجه به نتایج حاصله، طول و قطر بهینه‌ی لوله‌ی کاوشگر تعیین گردید. ابعاد و عناوین لوله‌های ساخته شده در جدول ۱ آمده‌است.

جدول ۱ ابعاد هندسی و عنوان لوله‌های ساخته‌شده.

عنوان	طول (mm)	قطر داخلی (mm)	قطر خارجی (mm)
L40D0.2	۴۰	۰٫۲	۰٫۵
L40D0.4	۴۰	۰٫۴	۰٫۷
L40D0.7	۴۰	۰٫۷	۱٫۰۵
L40D1.1	۴۰	۱٫۱	۱٫۴
L58D1.1	۵۸	۱٫۱	۱٫۴
L88D1.1	۸۸	۱٫۱	۱٫۴

۲-۴. کالیبراسیون گیرنده

با تقسیم ولتاژ خروجی گیرنده بر حساسیت آن (بر حسب ولت بر پاسکال) فشار حاصل می‌شود. همانطور که بیان شد طبق اطلاعات کارخانه سازنده ضریب حساسیت گیرنده‌های مورد استفاده در بازه ۱۶٫۶ تا ۳۱ میلی ولت بر پاسکال است. با این حال، لازم است قبل از استفاده از آن‌ها، ضریب حساسیت این گیرنده‌ها بوسیله فرآیند کالیبراسیون بصورت دقیق اندازه‌گیری شود. به‌منظور کالیبراسیون گیرنده‌های اِفجی از یک گیرنده کندانسوری بسیار دقیق یک دوم اینچ مدل بی‌آندکا ۴۱۸۹[۲۶] به عنوان گیرنده مرجع استفاده شده‌است. گیرنده اِفجی با استفاده از یک منبع تغذیه ۱۶ کاناله (ساخت دانشگاه شهید ستاری) راه‌اندازی شده و داده‌برداری با استفاده از یک سامانه پردازش سیگنال ۱۶ کاناله مدل اِن‌آی یواِس‌بی-۶۲۱۰[۲۷] انجام گرفته‌است. سامانه پردازش سیگنال مذکور ۱۶ بیتی بوده و نرخ داده برداری آن ۲۵۰ kS/s است.

در حالت ایده‌آل بهتر است فرآیند کالیبراسیون در یک اطاق بدون پژواک انجام گیرد. با این حال در مطالعات مختلف از یک بلندگوی[۲۸] با کیفیت در خارج از اطاق بدون پژواک نیز استفاده شده‌است که در این حالت بواسطه وجود صداهای زمینه و انعکاس‌های موجود، بازه بسامد مورد مطالعه کاهش می‌یابد. همچنین با توجه به قرار گرفتن گیرنده در بدنه‌ی کاوشگر و حضور لوله، می‌بایست با تعیین دقیق تابع انتقال سامانه و اعمال آن روی نتایج گیرنده، خطای ناشی از اثرات تضعیف و تشدید

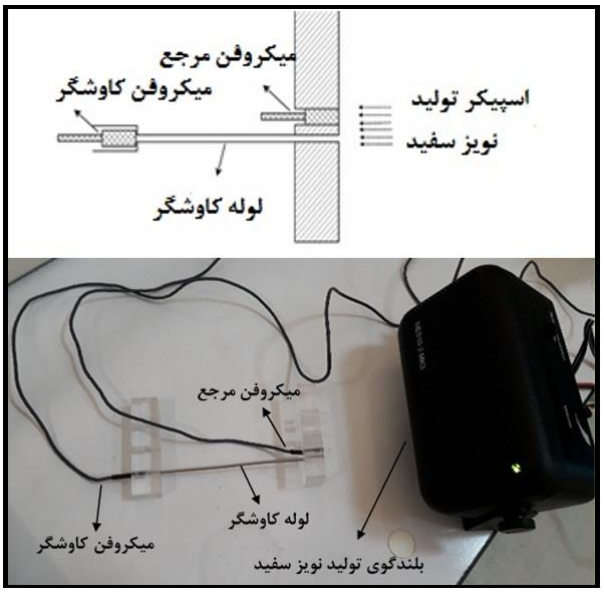
[24] External polarization
[25] NES10-2 MK3
[26] B&K 4189
[27] NI USB-6210
[28] Speaker

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

تصحیح گردد. در ادامه فرآیند تعیین تابع انتقال سامانه به روش کالیبراسیون تجربی تشریح شده‌است.

۲-۵. تعیین تابع انتقال سامانه

برای تعیین تابع انتقال سامانه از دو گیرنده مدل اِف‌جی-۲۳۳۲۹-پی۰۷، یکی به عنوان گیرنده مرجع و دیگری برای استفاده به عنوان حسگر فشار کاوشگر استفاده می‌گردد. مطابق شکل ۳، لازم است چینش تعیین تابع انتقال سامانه به گونه‌ای باشد که ناحیه حسگر گیرنده مرجع و حفره لوله کاوشگر به یک فاصله از بلندگو قرار گیرند. در ادامه با استفاده از بلندگو، نوفه سفید ایجاد و داده‌برداری هم‌زمان انجام می‌شود.



شکل ۳ شکل شماتیک و تصویری از چینش تعیین تابع انتقال سامانه.

همانطور که در بخش های قبلی اشاره شد، نوسانات فشار وارد شده به ابتدای لوله کاوشگر توسط گیرنده‌ای که در انتهای لوله نصب شده، حس گردیده و از طریق منبع تغذیه به کارت داده‌برداری منتقل می‌شود. وجود پدیده‌های تشدید و تضعیف در لوله باعث ایجاد اختلاف دامنه و فاز نوسانات فشار بین نقطه مرجع (در محل ورودی لوله کاوشگر) و نقطه اندازه‌گیری نوسانات فشار در محل گیرنده تعبیه شده در بدنه کاوشگر می‌گردد. برای محاسبه و تصحیح این اختلاف می‌بایست با تعیین دقیق تابع انتقال سامانه و اعمال آن روی نتایج گیرنده، به ترتیبی که در ادامه ارائه می‌گردد، خطای ناشی از اثرات تضعیف و تشدید تصحیح گردد. نوسانات فشار گیرنده مرجع $p_0(t)$، بوسیله تابع انتقال $t_{0.m}(t)$ با نوسانات فشار گیرنده درون کاوشگر $p_m(t)$ از طریق رابطه (۱) ارتباط می‌یابد و با انجام تبدیل فوریه، رابطه (۲) بدست خواهد آمد:

$$p_m(t)=t_{.m}(t)p_.(t)\ , \qquad (۱)$$

$$P_m(\omega)=T_{.m}(\omega)P_.(\omega)\ , \qquad (۲)$$

که مقادیر $P_.(\omega)$، $T_{.m}(\omega)$ و $P_m(\omega)$ مختلط می‌باشند. بنابراین با توجه به رابطه (۲) با داشتن تابع انتقال با اندازه‌گیری نوسانات فشار در محل گیرنده داخل کاوشگر، می‌توان نوسانات فشار ناپایای سطح در محل گیرنده مرجع یا ورودی لوله‌ی کاوشگر را محاسبه نمود. ساده‌ترین راه جهت تعیین تجربی تابع انتقال سامانه از طریق کالیبراسیون تجربی، استفاده از چگالی طیفی خودکار[۲۹] و متقابل[۳۰] نوسانات فشار است. با توجه به روابط بندات و پیرسول [۴۶]، چگالی طیفی خودکار و متقابل برای نوسانات فشار گیرنده مرجع و گیرنده داخل بدنه کاوشگر با استفاده از روابط (۳)، (۴) و (۵) به صورت زیر تعریف می‌گردد:

$$\Phi_{..}(\omega)=\left[P_.(\omega)P_.^*(\omega)\right]\ , \qquad (۳)$$

$$\Phi_{m.m}(\omega)=\left[P_m(\omega)P_m^*(\omega)\right]\ , \qquad (۴)$$

$$\Phi_{.m}(\omega)=\left[P_.(\omega)P_m^*(\omega)\right]\ , \qquad (۵)$$

که $P(\omega)$ تبدیل فوریه$p(t)$ بوده و $P^*(\omega)$ مزدوج مختلط $P(\omega)$ است. با قرار دادن $P_.(\omega)$ از رابطه (۲) در رابطه (۵) و با توجه به رابطه (۴) خواهیم داشت:

$$\Phi_{.m}(\omega)=\left[\frac{P_m(\omega)}{T_{.m}(\omega)}P_m^*(\omega)\right]=\frac{\Phi_{m.m}(\omega)}{T_{.m}(\omega)}\ , \qquad (۶)$$

بنابراین تابع انتقال گیرنده درون کاوشگر از طریق رابطه (۷) قابل محاسبه است:

$$T_{.m}(\omega)=\frac{\Phi_{m.m}(\omega)}{\Phi_{.m}(\omega)}\ . \qquad (۷)$$

[29] Auto-spectral density

[30] Cross-spectral density

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

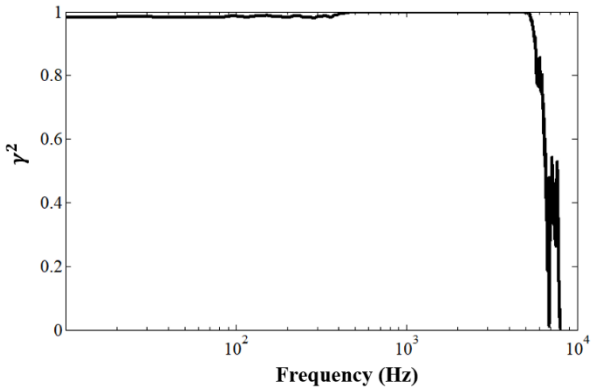
لازم به ذکر است که تابع انتقال تعیین شده عددی مختلط بوده و دارای دامنه و فاز است. بنابراین با تعیین تابع انتقال و اعمال آن روی نتایج خام گیرنده، می‌توان خطای ناشی از اثرات تضعیف و تشدید در لوله کاوشگر را تصحیح نمود.

۲-۶. تابع همدوسی (به هم پیوستگی)[31]

برای بررسی اعتبار تابع انتقال تعیین شده نیاز به یک شاخص دیگر است که به آن همدوسی یا به‌هم‌پیوستگی گفته می‌شود. تابع همدوسی با استفاده از چگالی طیفی متقابل بین دو سیگنال فشار (گیرنده مرجع و گیرنده داخل کاوشگر) و چگالی طیفی خودکار مربوط به هر کدام از سیگنال‌ها با توجه به رابطه (۸) بدست می‌آید.

$$\gamma^2_{.m}(\omega)=\frac{|\Phi_{.m}(\omega)|^2}{\Phi_{..}(\omega)\Phi_{m.m}(\omega)}\ , \qquad (۸)$$

که در آن تابع همدوسی تنها دارای اندازه بوده و مقدار آن بین صفر و یک تغییر می‌نماید (صفر نمایان‌گر حالتی است که سیگنال‌ها کاملاً مستقل از یکدیگر بوده و یک برای حالتی است که دو متغیر کاملاً به هم وابسته‌اند) [۴۶]. در بازه‌ی بسامدی که تابع همدوسی برابر یک یا نزدیک به یک باشد، سیگنال‌ها به هم همبسته بوده و تابع انتقال بدست آمده در همان بازه‌ی بسامدی دارای اعتبار می‌باشد. یک نمونه تابع همدوسی در شکل ۴ مربوط به سیگنال دریافتی توسط دو عدد گیرنده FG که در موقعیت یکسان و در معرض نوفه سفید قرار گرفته‌اند نشان داده شده‌است.



شکل ۴ نمودار تابع به هم پیوستگی مربوط به دو گیرنده کنارهم.

همانطور که در شکل ۴ مشاهده می‌گردد تابع همدوسی در بازه بسامدی بین ۱۰ تا حدود ۵۰۰۰ هرتز برابر یا بسیار نزدیک به یک می‌باشد. افت شدید این تابع در بسامدهای بالای ۵۰۰۰ هرتز بدلیل عدم تولنایی بلندگوی مورد استفاده در تولید نوفه سفید در بسامدهای بالا می‌باشد.

در مطالعه حاضر، بسامد داده‌برداری برای تمامی حالت‌ها برابر با ۱۶ کیلوهرتز بوده و در مجموع تعداد ۳۲۰ هزار داده در مدت زمان ۲۰ ثانیه ذخیره شده‌است. آنالیز طیفی داده‌ها با استفاده از تابع چگالی طیف توان[32] در نرم افزار متلب[33]، با تابع پنجره همینگ[34]، ۵۰ درصد هم‌پوشانی و فشار مرجع 2×10^{-5} پاسکال انجام گرفته‌است.

در نهایت، نتایج یک لندازه‌گیری، تنها زمانی کامل است که همراه با عدم قطعیت شبه‌سنج‌های اندازه‌گیری شده ارائه گردد. عدم قطعیت چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار گیرنده‌ها عمدتاً ناشی از عدم قطعیت همگرایی آماری بوده و با توجه به روابط بندات و پیرسول[۴۶] به صورت $\varepsilon=1/\sqrt{N_r}$ محاسبه می‌گردد. که N_r برابر با تعداد ثبت داده‌ها است. در مطالعه حاضر جهت کاهش عدم قطعیت همگرایی آماری، کل زمان داده برداری به ۳۲۰ قسمت مجزا تقسیم شده (N_r=۳۲۰) که با توجه به تعداد کل داده‌ها (۳۲۰ هزار داده)، هر قسمت دارای ۱۰۰۰ داده‌است. طیف فشار سطح با میانگین‌گیری از طیف فشار حاصل از تمامی قسمت‌ها بدست آمده‌است. بنابراین با توجه به رابطه ذکر شده، عدم قطعیت همگرایی آماری چگالی طیفی خودکار و متقابل نوسانات فشار برابر با ۵/۵ درصد است. لازم به ذکر است در مطالعه حاضر برای نوشتن تمامی کدها از نرم افزار متلب نسخه آر۲۰۱۴ای[35] استفاده شده‌است.

۳. نتایج

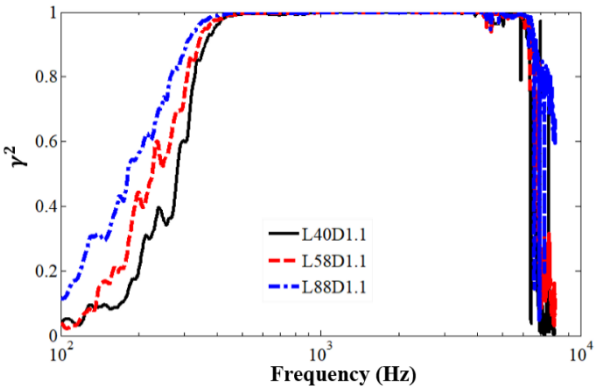
در این بخش با تعیین تابع انتقال و تابع همدوسی سامانه، حساسیت کاوشگر به طول و قطر داخلی آن بررسی شده‌است. همچنین بر اساس نتایج حساسیت سنجی، یک کاوشگر نوسانات فشار کل طراحی و ساخته شده و عملکرد آن در اندازه‌گیری نوسانات فشار در چندین جریان استاندارد مورد ارزیابی قرار گرفته‌است.

[31] Coherence
[32] Power Spectral Density; pwelch
[33] Matlab
[34] Hamming window
[35] R2014a

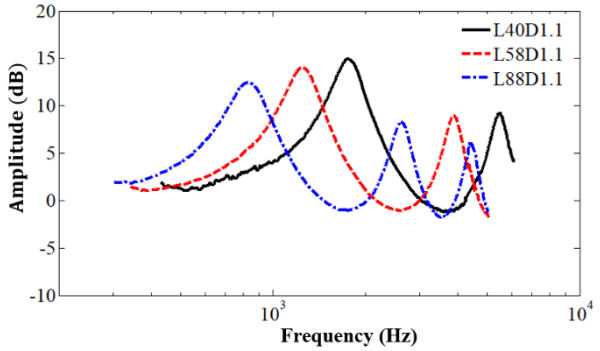
[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

۳-۱. بررسی اثر طول لوله کاوشگر

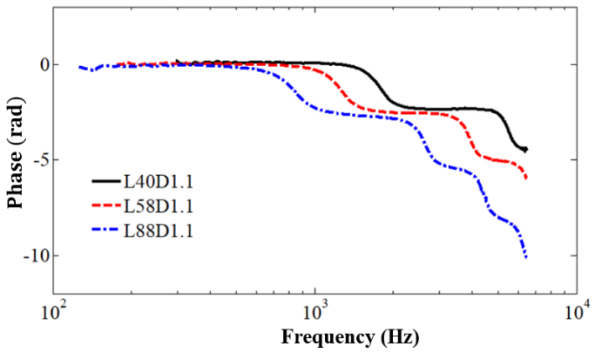
به منظور بررسی اثر طول لوله در عملکرد کاوشگر، سه عدد لوله با قطر داخلی ۱/۱ میلیمتر و طول‌های ۴۰، ۵۸ و ۸۸ میلیمتر ساخته شده و تابع انتقال و همدوسی سامانه برای هر کدام مطابق روش پیش‌گفته تعیین گردید. نمودار تابع همدوسی لوله‌ها با طول متفاوت در شکل ۵ و نمودار دامنه و فاز تابع انتقال آن‌ها نیز به ترتیب در شکل ۶ و شکل ۷ ارائه شده‌است.



شکل ۵ مقایسه نمودار همدوسی به ازای تغییر طول لوله کاوشگر.



شکل ۶ مقایسه نمودار تغییرات دامنه تابع انتقال سامانه به ازای تغییر طول لوله ی کاوشگر.



شکل ۷ مقایسه نمودار تغییرات فاز تابع انتقال به ازای تغییر طول لوله ی کاوشگر.

با توجه به شکل ۵، تابع همدوسی به ازای تمامی کاوشگرها با طول متفاوت در بسامدهای بالا تا حدود ۵۰۰۰ هرتز برابر یا بسیار نزدیک به یک بوده و همانطور که قبلا اشاره شد افت شدید این تابع در بسامدهای بالای ۵۰۰۰ هرتز بدلیل عدم توانایی بلندگوی مورد استفاده در تولید نوفه سفید در بسامدهای بالا می‌باشد. با این حال، در بسامدهای پایین، هر چه طول لوله کاوشگر بیش‌تر باشد، بازه بسامد کاری کاوشگر بیش‌تر است.

همانطور که در شکل ۶ مشخص است به ازای تمامی کاوشگرها با طول متفاوت، وجود لوله باعث وقوع تشدید و هم‌سازهای آن در تابع انتقال سامانه شده‌است. بعلاوه با افزایش طول لوله، از طرفی دامنه تغییرات به مقدار کمی کاهش یافته و از سوی دیگر، بسامد تشدید به بسامدهای پایینتر منتقل شده و بنابراین تعداد هم‌سازها نیز در بازه‌ی بسامدی مورد مطالعه افزایش یافته‌است. همچنین مطابق انتظار شکل ۷ نشان می‌دهد که شیب نمودار تغییرات فاز به ازای افزایش طول لوله افزایش یافته است که این امر به دلیل افزایش زمان مورد نیاز برای امواج فشاری جهت طی کردن طول لوله می‌باشد. همچنین نتایج نشان می‌دهد که وقوع پدید تشدید در لوله کاوشگر علاوه بر تغییر دامنه سیگنال‌های فشار تا حدودی منجر به تغییر فاز آن‌ها نیز شده‌است. بنابراین با افزایش طول لوله‌ی کاوشگر نتایج زیر حاصل می‌گردد:

- بازه بسامد کاری کاوشگر در بسامدهای پایین افزایش می‌یابد.
- بسامد تشدید به بسامدهای پایین‌تر منتقل می‌شود.
- دامنه تغییرات تابع انتقال سامانه به مقدار جزئی کم می‌شود.
- تعداد هم‌سازها در بازه‌ی بسامدی مشخص افزایش می‌یابد.
- مقدار اختلاف فاز تابع انتقال سامانه بیش‌تر می‌شود.

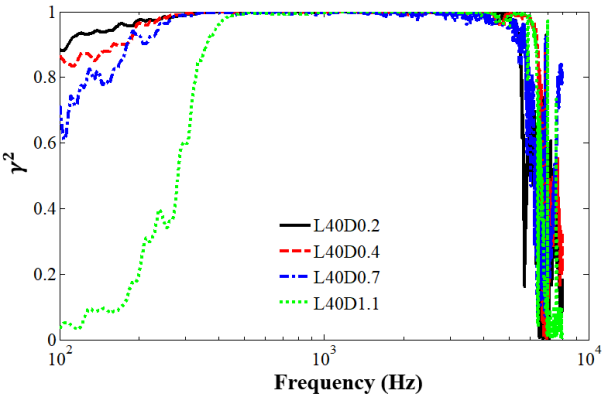
۳-۲. بررسی اثر قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر

برای بررسی اثر قطر داخلی لوله کاوشگر نیز، همانطور که در جدول ۱ آمده، لوله هایی با طول ثابت ۴۰ میلیمتر و قطرهای داخلی ۰/۲، ۰/۴، ۰/۷ و ۱/۱ میلیمتر ساخته و به همان ترتیب داده‌برداری انجام شد. نمودار تابع همدوسی سامانه و همچنین نمودار دامنه تغییرات و فاز تابع انتقال آن‌ها برای لوله های با

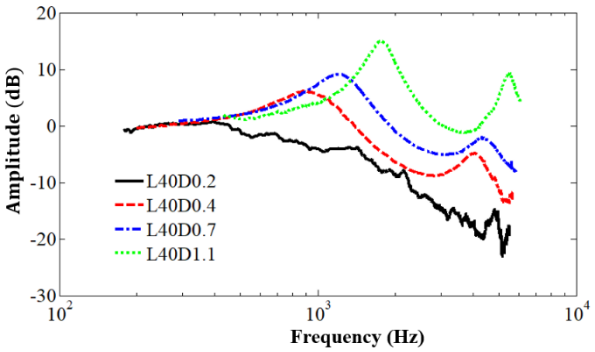
[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

طول یکسان و قطر داخلی متفاوت به ترتیب در شکل ۸، شکل ۹ و شکل ۱۰ آمده‌است.

با توجه به شکل ۸، تابع همدوسی سامانه در بسامدهای پایین، با افزایش قطر داخلی لوله کاوشگر کاهش یافته و بنابراین هر چه قطر داخلی لوله کاوشگر بیش‌تر باشد، بازه بسامد کاری کاوشگر کم‌تر است.



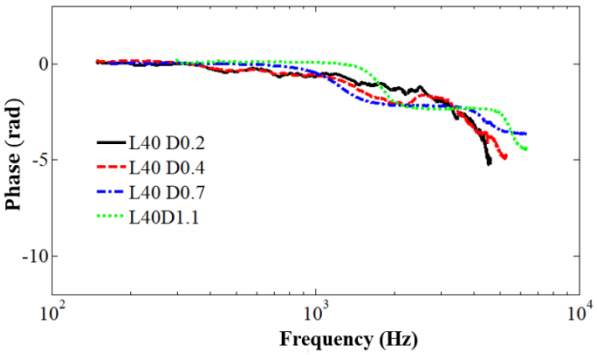
شکل ۸ مقایسه نمودار تابع همدوسی به ازای تغییر قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر.



شکل ۹ مقایسه نمودار تغییرات دامنه تابع انتقال به ازای تغییر قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر.

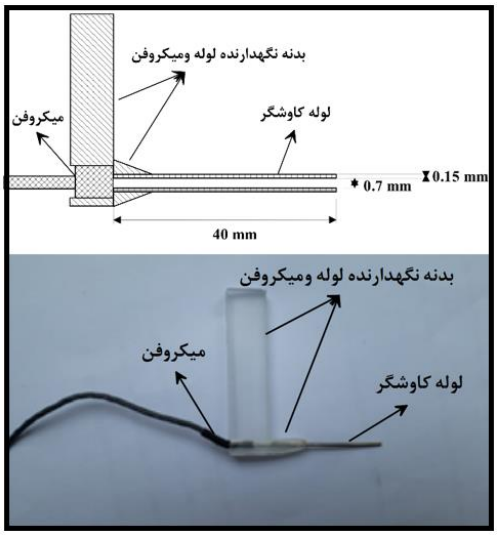
بررسی نمودارهای شکل ۹ و شکل ۱۰ نشان می‌دهد که افزایش قطر داخلی باعث می‌شود به طور همزمان دامنه و بسامد تشدید و هم‌سازهای آن در تابع انتقال افزایش یابد. با این وجود، تغییر قطر داخلی لوله تاثیر چندانی روی فاز تابع انتقال ندارد. بنابراین با افزایش قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر نتایج زیر حاصل می‌گردد:

- بازه بسامد کاری کاوشگر در بسامدهای پایین کاهش می‌یابد.
- دامنه تغییرات تابع انتقال سامانه افزایش می‌یابد.
- بسامد تشدید به سمت بسامدهای بالا حرکت می‌کند.
- میزان اختلاف فاز تابع انتقال سامانه تغییر کمی دارد.



شکل ۱۰ مقایسه نمودار تغییرات فاز تابع انتقال به ازای تغییر قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر.

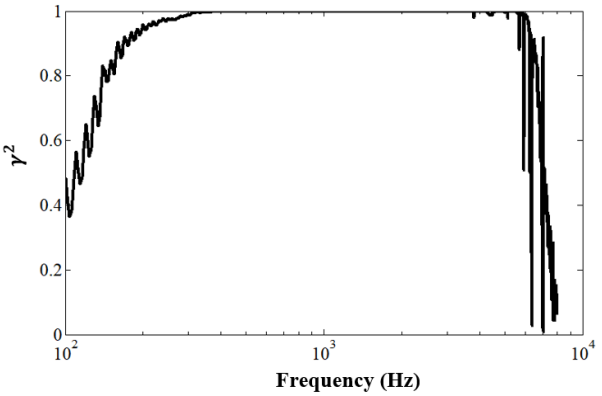
در نهایت براساس نتایج بدست آمده مشخص می‌شود که افزایش طول لوله‌ی کاوشگر خیلی نمی‌تواند مفید باشد. از طرفی کاهش قطر هم بواسطه کاهش دامنه تغییرات تابع انتقال و هم بخاطر ایجاد اختلال کم‌تر در جریان مناسب است. با این وجود کم کردن بیش از حد قطر داخلی لوله، هم باعث ایجاد نوسانات زیاد در تابع انتقال شده و هم بواسطه کاهش استحکام، منجر به لرزش کاوشگر در هنگام مواجه با جریان خواهد شد. با این توضیحات برای حللت بهینه و با درنظر گرفتن شرایط آزمایشگاهی موجود، لوله با طول ۴۰ میلیمتر و قطر داخلی ۰/۷ میلیمتر و قطر خارجی ۱ میلیمتر طراحی و ساخته شد. شماتیک و تصویری از کاوشگر ساخته شده در شکل ۱۱ نشان داده شده‌است.



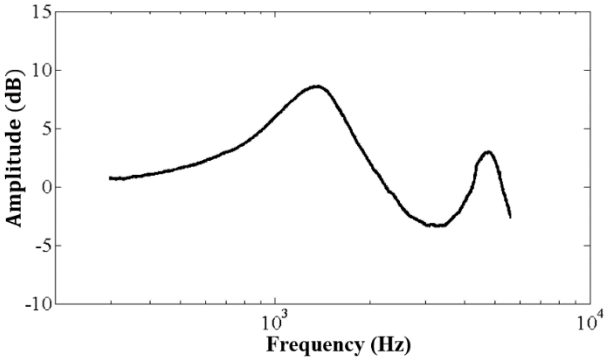
شکل ۱۱ شماتیک و تصویر کاوشگر اندازه‌گیری نوسانات فشار.

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

لازم است قبل از بهره برداری از کاوشگر طراحی شده در تونل باد، با انجام کالیبراسیون، تابع انتقال مربوطه محاسبه و ذخیره گردد. برای تعیین بازه‌ی بسامدی قابل پذیرش، از نمودار تابع همدوسی که در شکل ۱۲ آمده است استفاده شده‌است. بررسی این نمودار نشان می‌دهد که تابع انتقال بدست آمده تنها در بازه‌ی بسامد حدود ۳۰۰ تا ۵۰۰۰ هرتز قابل بهره‌برداری می‌باشد. نمودار دامنه تغییرات تابع انتقال کاوشگر طراحی شده نیز در شکل ۱۳ آمده‌است.



شکل ۱۲ نمودار تابع همدوسی بین سیگنال دریافتی کاوشگر و گیرنده مرجع.



شکل ۱۳ نمودار دامنه تغییرات تابع انتقال کاوشگر.

شایان ذکر است کل فرآیند کالیبراسیون و بدست آوردن تابع انتقال، در محیط آزمایشگاه و در حضور نوفه محیط انجام شده‌است. بدیهی است که در صورت فراهم نمودن امکانات مناسب‌تر و با کیفیت بالاتر (به عنوان مثال انجام فرآیند تعیین تابع انتقال در اتاق بدون پژواک، استفاده از کارت تبدیل آنالوگ به دیجیتال با قدرت تفکیک و نرخ داده‌برداری بیش‌تر یا بلندگو با کیفیت بالاتر و ...) می‌توان بازه بسامدی مورد مطالعه را افزایش داد.

۳-۳. بررسی عملکرد کاوشگر در مطالعه جریان‌های استاندارد

در این بخش به منظور بررسی صحت عملکرد کاوشگر طراحی شده و اعتبارسنجی آن، نتایج نوسانات فشار بدست آمده در چندین جریان استاندارد شامل جریان روی یک صفحه تخت، جریان در پایین دست جت خروجی تونل باد و جریان در پایین دست یک سیلندر دایره‌ای، مورد ارزیابی قرار می‌گیرد.

در ابتدا، داده‌برداری روی یک صفحه تخت در داخل تونل باد انجام و نتایج مورد بررسی قرار گرفت. برای این منظور، روی یک صفحه تخت در یک فاصله مساوی از لبه حمله (۵۰ سانتیمتر)، دو سوراخ به قطر ۳ و ۱٫۰۵ میلیمتر (به ترتیب قطر گیرنده مرجع و قطر خارجی لوله‌ی کاوشگر) ایجاد و گیرنده مرجع و لوله‌ی کاوشگر به نحوی که کاملاً هم سطح صفحه‌ی تخت باشند جاگذاری شدند و سپس در سرعت ۱۰ متر بر ثانیه (متناظر با $Re=3/3\times10^5$) داده برداری انجام و نتایج بررسی گردید. تصویری از جاگذاری گیرنده مرجع و لوله‌ی کاوشگر روی صفحه‌ی تخت در شکل ۱۴ و چینش برپا شده داخل تونل باد در شکل ۱۵ نشان داده شده‌است.



شکل ۱۴ جاگذاری گیرنده مرجع و لوله ی کاوشگر روی صفحه‌ی تخت.

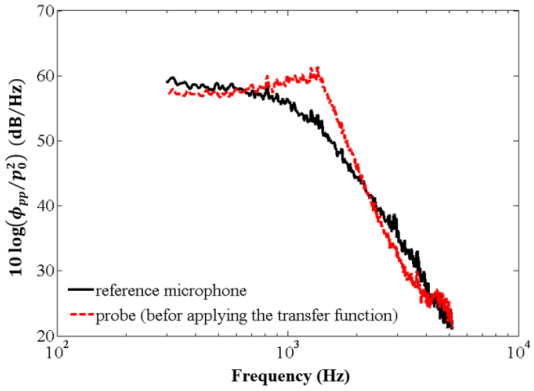


شکل ۱۵ چینش صفحه تخت در تونل باد.

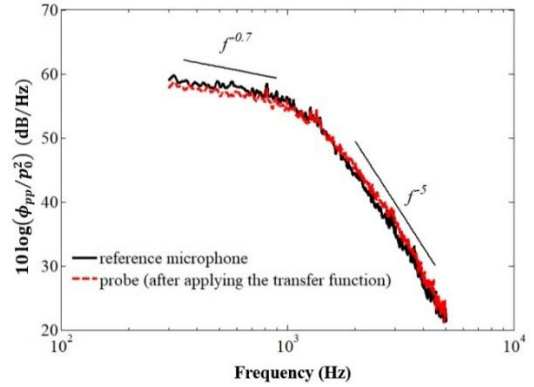
[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

پس از داده‌برداری و اعمال تابع انتقال کاوشگر طراحی شده، داده‌ها با نتایج ثبت شده توسط گیرنده مرجع مقایسه گردید. شکل ۱۶ نمودار تغییرات چگالی طیف فشار سطح محاسبه شده از داده‌های کاوشگر و گیرنده مرجع بر حسب بسامد قبل از اعمال تابع انتقال و شکل ۱۷ همان نمودار بعد از اعمال تابع انتقال را نشان می‌دهد.

همانطور که در شکل ۱۷ مشخص است پس از اعمال تابع انتقال، نمودار سیگنال دریافتی توسط کاوشگر در تمام بازه بسامدی کاری کاوشگر (۳۰۰ تا ۵۰۰۰ هرتز) به طور مناسبی بر روی سیگنال دریافتی توسط گیرنده مرجع منطبق شده‌است. همچنین نرخ کاهش طیف فشار سطح در بسامدهای پایین متناسب با $f^{-0.7}$ و در بسامدهای بالا متناسب با f^{-5} بوده و همخوانی مناسب روند تغییرات با نتایج مطالعات گذشته [۴۱] بیانگر صحت اندازه‌گیری‌های انجام شده توسط کاوشگر ساخته شده می‌باشد.

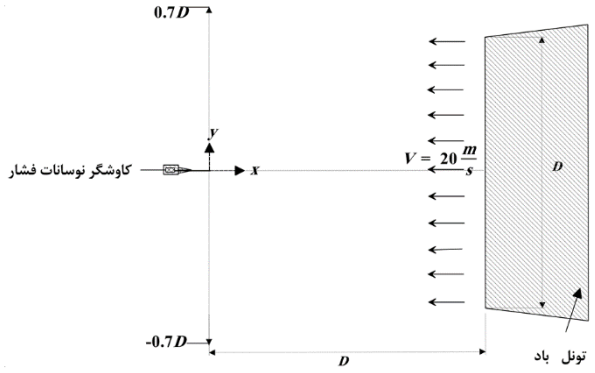


شکل ۱۶ تغییرات چگالی طیف فشار سطح گیرنده مرجع و کاوشگر قبل از اعمال تابع انتقال (سرعت ۱۰ متر بر ثانیه).



شکل ۱۷ تغییرات چگالی طیف فشار سطح گیرنده مرجع و کاوشگر بعد از اعمال تابع انتقال (سرعت ۱۰ متر بر ثانیه).

در ادامه نسبت به بررسی نوسانات فشار کل اندازه‌گیری شده در جت خروجی تونل باد پرداخته شده‌است. در این فرآیند همانطور که در شکل ۱۸ بصورت شماتیک نشان داده شده کاوشگر در پایین دست جریان جت خروجی از نازل تونل باد (به فاصله قطر دهانه تونل) قرار گرفته و در مقطعی به طول ۱/۴ برابر قطر دهانه تونل در امتداد محور y (از ۰/۷D- تا ۰/۷D) در چندین نقطه به فاصله مساوی از جت خروجی با سرعت ۲۰ متر بر ثانیه داده‌برداری انجام شد.



شکل ۱۸ شماتیک نحوه داده برداری در جت خروجی تونل باد.

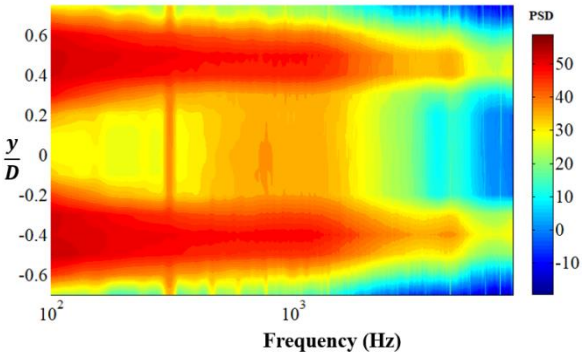
در شکل ۱۹ کانتور چگالی طیف فشار کل در جت خروجی تونل باد نشان داده شده‌است. همانطور که در شکل ۱۹ مشاهده می‌گردد بیش‌ترین چگالی طیف فشار کل در تمامی بازه بسامدی مورد مطالعه، به صورت متقارن در Y/D=±۰/۵ (امتداد لبه دهلنه‌ی تونل باد) و کم‌ترین نوسانات فشار در Y/D=۰ (امتداد مرکز دهلنه‌ی تونل باد) رخ داده است. بالا بودن چگالی طیف فشار کل در امتداد لبه دهلنه‌ی تونل باد بدلیل وجود لایه برشی در امتداد محیط دهانه‌ی تونل باد (مرز هسته‌ی پتانسیل جت[۳۶]) است. از سوی دیگر نتایج نشان می‌دهد که نوسانات فشار کل در بازه بسامد پایین و مخصوصا میانی در هسته پتانسیل جت بالا بوده و با افزایش بسامد، کاهش می‌یابد.

در نهایت، جریان در پایین دست استوانه با مقطع دایره‌ای توسط کاوشگر ساخته شده مورد ارزیابی قرار گرفت. بدین‌منظور از یک لوله‌ی استوآن‌های با قطر خارجی ۱/۵ سانتیمتر و طول ۴۰ سانتیمتر استفاده گردید. همچنین به منظور ایجاد جریان دوبعدی روی استوانه، مدل بین دو صفحه

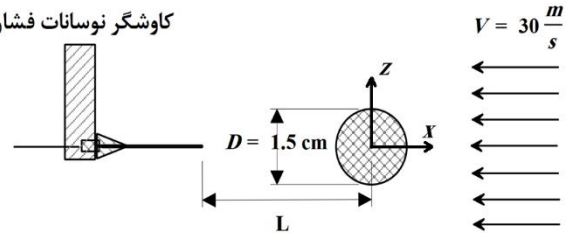
[36] Jet potential core

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

نصب گردید. همانطور که در شکل ۲۰ بصورت شماتیک نشان داده شده‌است، استوانه در معرض جریان با سرعت ۳۰ متر بر ثانیه (متناظر با Re=۳۰۰۰۰) قرار گرفته و داده برداری توسط کاوشگر در دو موقعیت طولی مختلف در دنباله استوانه (L=D,۲D) انجام شد که نتایج بدست آمده در ادامه ارائه شده‌است.



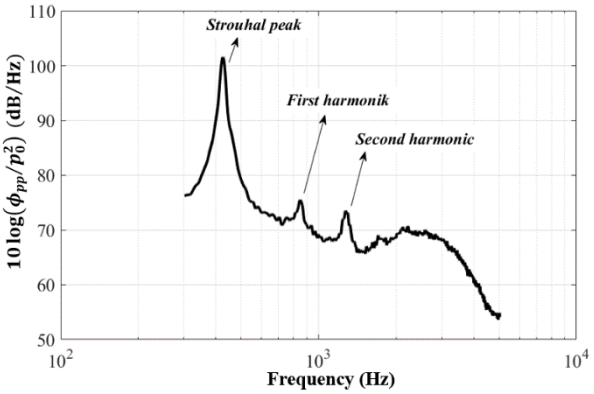
شکل ۱۹ کانتور چگالی طیف فشار کل در جت خروجی تونل باد (سرعت ۲۰ متر بر ثانیه).



شکل ۲۰ شماتیک چینش برپا شده جهت داده برداری از جریان پشت استوانه.

نمودار تغییرات چگالی طیف فشار کل در پایین دست استوانه در موقعیت L=D و Z=۰٫۹D در سرعت ۳۰ متر بر ثانیه در شکل ۲۱ ارائه شده‌است. بزرگترین قلّه چگالی طیف فشار کل مربوط به قوی‌ترین نوفه باریک باند[۳۷] (متناظر با بسامد ریزش گردابه) بوده و قلّه[۳۸] استروهال[۳۹] نامیده می‌شود. قلّه‌های دوم و سوم چگالی طیف فشار کل به هم‌سازهای اول و دوم قلّه استروهال مشهور بوده و به ترتیب در بسامدهای دو و سه برابر بسامد متناظر با قلّه استروهال رخ می‌دهند. این قلّه‌ها از دامنه کوچک‌تری در مقایسه با قلّه استروهال برخوردار می‌باشند.

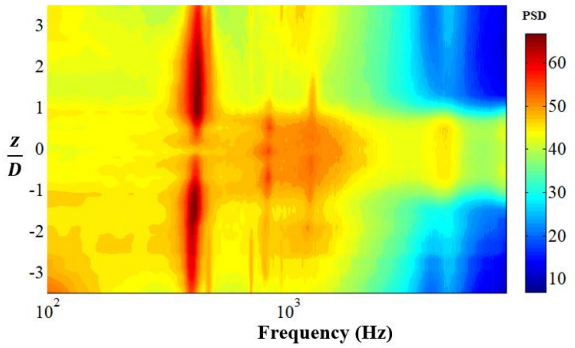
چنین نوفه‌هایی در مقایسه با نوفه باریک باند اول از سطح انرژی کم‌تری برخوردارند. بر طبق مطالعات پیشین، قلّه استروهال و هم‌ساز[۴۰] دوم آن تحت تاثیر نوسانات نیروی لیفت روی سطح و هم‌ساز اول تحت تاثیر نوسانات نیروی درگ می‌باشند. [۴۷]



شکل ۲۱ نمودار چگالی طیف فشار کل جریان در پایین دست استوانه در موقعیت L=D و Z=۰٫۹D (سرعت ۳۰ متر بر ثانیه).

همچنین همانطور که در نمودار شکل ۲۱ می‌بینیم، قلّه استروهال در بسامد ۴۲۰ هرتز رخ داده که متناظر با عدد استروهال ۰٫۲۱ است. این نتیجه نیز منطبق بر نتایج تحقیقات پیشین روی سیلندر دایره‌ای [۴۷] بوده و بیانگرصحت عملکرد کاوشگر طراحی شده‌است.

در شکل ۲۲ کانتور چگالی طیف فشار کل جریان در پایین دست استوانه در موقعیت طولی L=۲D در فاصله‌ای عمودی به اندازه هفت برابر قطر استوانه (-۳٫۵ ≤ Z/D ≤ ۳٫۵) نشان داده شده‌است.



شکل ۲۲ کانتور چگالی طیف فشار کل در پایین دست استوانه در موقعیت L=2D (سرعت ۳۰ متر بر ثانیه).

[37] Aeolian tone
[38] Peak
[39] Strouhal peak
[40] Harmonic

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

نتایج شکل ۲۲ نشان می‌دهد که در تمام بازه بسامدی، بیش‌ترین نوسانات فشار در بازه پشت استوانه ($-۱ \leq Z/D \leq ۱$) رخ داده است که با توجه به جدایش جریان، ایجاد لایه برشی و تشکیل گردابه‌ها در پشت استوانه کاملا مطابق انتظار می‌باشد. همچنین بیش‌ترین نوسانات فشار در بازه‌ی بسامدی پایین رخ داده و در بسامدهای بالا بخصوص وقتی به اندازه قطر استوانه در امتداد محور Z از آن فاصله می‌گیریم به شدت کاهش می‌یابد. این امر نشان‌دهنده این است که سطح انرژی ساختارهای توربولانسی جریان متناظر با بسامدهای پایین بیش‌تر از سطح انرژی ساختارهای متناظر با بسامدهای بالا است.

۴. بحث

در مطالعه حاضر ابتدا با فراهم نمودن تجهیزات مربوطه و ایجاد چینش مورد نیاز، ضمن تعیین تابع انتقال و تابع همدوسی سامانه، حساسیت کاوشگر به طول و قطر داخلی آن بررسی شده‌است. در ادامه بر اساس نتایج حساسیت سنجی، کاوشگر نوسانات فشار کل با لوله‌ای به طول ۴۰ و قطر داخلی ۰٫۷ و ضخامت دیواره حدود ۰٫۱۵ میلیمتر ساخته شده‌است. در نهایت ضمن تعیین تابع انتقال و بازه بسامد کاری کاوشگر (۳۰۰ تا ۵۰۰۰ هرتز)، عملکرد کاوشگر طراحی شده در اندازه‌گیری نوسانات فشار در چندین جریان استاندارد شامل جریان روی یک صفحه تخت، جریان در پایین دست جت خروجی تونل باد و جریان در پایین دست یک سیلندر دایره‌ای، مورد ارزیابی قرار گرفته‌است.

۵. نتیجه‌گیری

قرار دادن یک کاوشگر اندازه‌گیری نوسانات فشار در داخل یک جریان، ناگزیر باعث ایجاد اختلال در جریان شده که می‌تواند دقت اندازه‌گیری‌ها را با مشکل مواجه سازد. اندازه‌گیری دقیق نوسانات فشار در میدان جریان، نیازمند طراحی کاوشگری است که دارای ابعاد کوچکی بوده و بازه بسامدی بالایی را در برگیرد. بدین منظور به طور معمول از یک گیرنده کندانسوری متصل به یک لوله استفاده می‌گردد. نوسانات فشار جریان، در داخل لوله به صورت امواج صوتی حرکت کرده و در هنگام رسیدن به حسگر فشار اندازه‌گیری می‌شوند. با این وجود، رخ دادن پدیده‌های تشدید و تضعیف در لوله باعث ایجاد اختلاف دامنه و فاز نوسانات فشار بین نقطه مرجع (در محل ورودی لوله کاوشگر) و نقطه اندازه‌گیری نوسانات فشار در محل گیرنده تعبیه‌شده در بدنه کاوشگر می‌گردد. بنابراین لازم است در کنار توجه به کوچک بودن ابعاد کاوشگر، کلیه ملاحظات مربوط به طراحی مد نظر قرار گیرد. در مطالعه حاضر، حساسیت پاسخ دینامیکی کاوشگر فشار نسبت به شبه‌سنج‌های هندسی آن شامل طول و قطر داخلی لوله‌ی کاوشگر به صورت تجربی مورد بررسی قرار گرفت. در نهایت با اندازه‌گیری نوسانات فشار در چندین جریان استاندارد شامل جریان آشفته روی یک صفحه تخت، جریان در پایین دست جت خروجی تونل باد و جریان در پایین دست یک سیلندر دایره‌ای، از صحت عملکرد کاوشگر طراحی شده اطمینان حاصل شده‌است.

تقدیر و تشکر

از حمایت‌های دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری جهت انجام آزمایش‌های تجربی کمال تشکر و قدردانی به‌عمل می‌آید.

تضاد منافع

شایان ذکر است که هیچ‌گونه تضاد منافعی در این مقاله وجود ندارد.

فهرست منابع

[1] S. Batill, J. Nebres, "Data correction for pressure transmission lines using discrete time series models," IEEE International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, pp. 295-303, 1991.

[2] J. van-Ommen, J. Schouten, M. vander-Stappen, C. van-den-Bleek, "Response characteristics of probe–transducer systems for pressure measurements in gas–solid fluidized beds: how to prevent pitfalls in dynamic pressure measurements," Powder Technology, vol. 106, no. 3, pp. 199–218, 1999.

[3] H. Fuchs, "Measurement of pressure fluctuations within subsonic turbulent jets," Journal of Sound and Vibration, vol. 23, no. 1, pp. 77–99, 1972.

[4] W. George, P. Beuther, R. Arndt, "Pressure spectra in turbulent free shear flows," Journal of Fluid Mechanics, vol. 148, pp. 155–191, 1984.

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

[5] H. Rouse, "Cavitation in the mixing zone of a submerged jet," Houille Blanche vol. 39, no. 1, pp. 9-19, 1953.
[6] H. Rouse, "Measurement of velocity and preaaure fluctuations in the turbulent flow of air and water," Tech, 1954.
[7] Y. Kobashi, "Measurement of pressure fluctuation in the wake of cylinder," Journal of Physical Society of Japan, vol. 12, no. 5, pp. 533–543, 1957.
[8] Y. Kobashi, N. Kono, T. Nishi, "Improvements of a pressure pickup for the measurements of turbulence characteristics," Journal of Aerospace Science, vol. 27, no. 2, pp. 149–151, 1960.
[9] M. Strasberg, "Measurements of fluctuating static and total head pressure in a tunbulent wake," Department of the Navi Washington D.C., 1963.
[10] M. Strasberg, R. Cooper, "Measurements of fluctuating pressure and velocity in the wake behind a cylinder. In: Proc," Ninth International Congress of Applied Mechanics, Univ. of Brussels, Belgium. pp. 384–393, 1965.
[11] S. Sami, T. Carmody, H. Rouse, "Jet diffusion in the region of flow establishment," Journal of Fluid Mechanics, vol. 27, no. 2. pp. 231–252, 1967.
[12] T. E. Siddon, "On the response of pressure measuring instrumentation in unsteady flow," Toronto university (ontario) institute for aerospace studies, 1969.
[13] H. Fuchs, "Measurement of pressure fluctuations within subsonic turbulent jets," Journal of Sound and Vibration, vol. 22, no. 3, pp. 361-378, 1972.
[14] A. Michalke, H. Fuchs, "On turbulence and noise of an axisymmetric shear flow," Journal of Fluid Mechanics, vol. 70, no. 1, pp. 179–205, 1975.
[15] R. Arndt, A. Nilsen, "On the measurement of fluctuating pressure in the mixing zone of a round jet," ASME Paper, 1971.
[16] R. Arndt, N. Tran, G. Barefoot, "Turbulence and acoustic characteristics of screen perturbed jets," AIAA Journal, vol. 12, pp. 261–262, 1974.
[17] B. Spencer, "Statistical investigation of turbulent velocity and pressure fields in a two stream mixing layer," Ph.D. thesis, University of Illinois at Urbana., in, 1970.
[18] B. Spencer, B. Jones, "A bleed-type pressure transducer for in-stream measurement of static pressure fluctuations," Review of Scientific Instruments, vol. 42, pp. 450–454, 1971.
[19] H. Planchon B. Jones, "A study of the local pressure field in turbulent shear flow and its relation to aerodynamic noise generation," in Proceedings of the 2nd Interagency Symposium on University, vol. 1, pp. 21–35, 1974.
[20] J. Giovanangeli, "A new method for measuring static pressure fluctuations with application to wind-wave interaction," Experimental in Fluids, vol. 6, pp. 156–164, 1988.
[21] M. Nasseri, W. Nitsche, "A probe for measuring pressure fluctuations in flows," in Proceedings of Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF '91), Rockville, MD, pp. 25–33, 1991.
[22] J. Elliot, "Micro scale pressure fluctuations measured within the lower atmospheric boundary layer," Journal of Fluid Mechanics, vol. 3, pp. 351–383, 1972.
[23] R. Miksad, "Omni-directional static pressure probe," Journal of Applied Meteorology, vol. 15, pp. 1215–1225, 1976.
[24] B. 137, A "quad-disc" static pressure probe for measurement in adverse atmospheres: With a comparative review of static pressure probe designs. Rev. Sci. Instrum. 62(9), 2193–2204, in, 1991.
[24] R. Nishiyama, A. Bedard, "A (Quad-Disc) static pressure probe for measurement in adverse atmospheres: With a comparative review of static pressure probe designs," Review of Scientific Instruments, vol. 62, pp. 2193–2204, 1991.
[25] Y. Guo, D. Wood, "Instantaneous velocity and pressure measurements in turbulent mixing layers," Experimental Thermal and Fluid Science, vol. 24, pp. 139–150, 2001.
[26] E. Johansen, O. Rediniotis, "Unsteady calibration of fast-response pressure probes, part 1: Theoretical studies," AIAA Journal, vol. 43, pp. 816–826, 2005.
[27] Y. Shirahama, K. Toyoda, "Development of the probe to measure static-pressure fluctuations," Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B, vol. 59, pp. 3381–3387, 1993.
[28] K. Toyoda, T. Okamoto, Y. Shirahama, "Eduction of vortical structures by pressure measurements in noncircular jets," Applied Scientific Research, vol. 53, pp. 237–248, 1994.
[29] A. Iida, T. Ootaguro, C. Kato, S. Shimode, "Analysis of aerodynamic sound source with measurement of static pressure fluctuation," Japan Society of Mechanical Engineers International Journal, Series B, vol. 42, no. 4, pp. 596–604, 1999.

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]

[30] Y. Tsuji, T. Ishihara, "Similarity scaling of pressure fluctuation in turbulence," Physical Review E, vol. 68, no. 2, pp. 026309, 2003.
[31] Y. Tsuji, J. Fransson, P. Alfredsson, A. Johansson, "Pressure statistics and their scaling in high-Reynolds-number turbulent boundary layers," Journal of Fluid Mechanics, vol. 585, no. 1, pp. 1–40, 2007.
[32] Y. Sakai, Y. Moriguchi, N. Tanaka, M. Yamamoto, T. Kubo, K. Nagata, "On characteristics of velocity and pressure field in two-dimensional turbulent jet," Journal of Fluid Science and Technology, vol. 2, no. 3, pp. 611–622, 2007.
[33] T. Kawata, S. Obi, "Velocity–pressure correlation measurement based on planar PIV and miniature static pressure probes," Experiments in Fluids, vol. 55, no. 1, pp. 1–14, 2014.
[34] O. Talaksi, "The Testing and Verification of a Nanomembrane Based Pressure Sensor for Small-Scale Underwater Pressure Measurements," Virginia Tech, 2023.
[35] S. Li, "An Experimental Investigation of In-Flow Pressure Fluctuations and Pressure-Informed Velocity Estimation in a Subsonic Axisymmetric Jet," University of Florida, 2021.
[36] H. Yang, D. Sims-Williams, L. He, "Unsteady Pressure Measurement with Correction on Tubing Distortion," in Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines, Springer, pp. 521–529, 2006.
[37] A. Garcia-Sagrado, T. Hynes, "Wall pressure sources near an airfoil trailing edge under turbulent boundary layers," Journal of Fluids and Structures, vol. 30, no. 1, pp. 3–34, 2012.
[38] A. Afshari, A.A. Dehghan, M. Farmani, Experimental investigation of trailing edge noise by measuring unsteady surface pressures, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 51(6) (2017) 61-70.
[38] A. Afshari, A. Dehghan, M. Farmani, "Experimental investigation of trailing edge noise by measuring unsteady surface pressures," Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, vol. 51, no. 6, pp. 61–70, 2017.
[39] A. Afshari, M. Azarpeyvand, A. Dehghan, M. Szőke, R. Maryami, "Trailing-edge flow manipulation using streamwise finlets," Journal of Fluid Mechanics, vol. 870, pp. 617–650, 2019.
[40] J. Ragani Lamouki, A. Afshari, M. Pasandidehfard, "Experimental investigation of the surface pressure spectrum on a high-swept-back delta wing," Journal of Acoustical Society of Iran, vol. 11, no. 1, pp. 48–58, 2023.
[41] M. Goody, "Empirical Spectral Model of Surface Pressure Fluctuations," AIAA Journal, vol. 42, no. 9, pp. 1788–1794, 2004.
[42] Y. Kobashi, "Measurements of pressure fluctuation in the wake of cylinder," Journal of the Physical Society of Japan, vol. 12, no. 5, pp. 533–543, 1957.
[43] Y. Naka, "Simultaneous measurement of fluctuating velocity and pressure in turbulent free shear flows," 2009.
[44] Y. Shirahama, K. Toyoda, "Development of the probe to measure static-pressure fluctuations; Application to the measurements of jets," Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers. Part B, vol. 59, no. 567, pp. 4106–4114, 1993.
[45] O. Terashima, Y. Sakai, K. Nagata, "Simultaneous measurement of velocity and pressure in a plane jet: Development of well-arranged combined probe and estimation of turbulent energy budget," Experiments in Fluids, vol. 53, no. 6, pp. 1149–1164, 2012.
[46] J. Bendat, A. Piersol, "Random data: analysis and measurement procedures," John Wiley & Sons, 2011.
[47] D. Casalino, M. Jacob, "Prediction of aerodynamic sound from circular rods via spanwise statistical modelling," Journal of Sound and Vibration, vol. 262, no. 4, pp. 815–844, 2003.

[Downloaded from joasi.ir on 2026-11-03]